

DESAIN SISTEM KENDALI DAN ANALISA VIBRASI STRUKTUR REACTION WHEEL PADA SATELIT TIPE CUBESAT

Hendro Nurhadi*, I Nyoman Sutantra, Rika Dwi H.Q, Yongki Hendranata

*Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, Indonesia
Email : hdnurhadi@me.its.ac.id*

ABSTRAK

Pada makalah ini akan dibahas mengenai perancangan reaction wheel dan wheel drive component sebagai actuator dari ADCS yang bertugas mengarahkan satelit sesuai keperluan. Permasalahan yang akan dibahas mengenai bagaimanakah perencanaan reaction wheel sebagai actuator dari ADCS (Attitude Determination Control System) pada satelit dengan studi efek peningkatan kecepatan angular pada reaction wheel terhadap frekuensi natural yang terjadi, dan bagaimana perancangan system kendali pada reaction wheel untuk mengatur kecepatan putaran motor, mengatur besarnya momentum angular yang dapat dihasilkan serta respon dari gerak satelit akibat perubahan momentum angular dari reaction wheel. Sistem kendali yang digunakan adalah PID dan kekuatan struktur diketahui dengan menggunakan metode elemen hingga yang disimulasikan dengan ANSYS 12. Dari analisa system kendali serta simulasi ANSYS dapat diperoleh suatu desain system reaction wheel yang bekerja sebagai actuator dari ADCS untuk mengatur posisi hadap dari satelit, mengetahui karakteristik respon dari system control reaction wheel pada satelit tersebut, mengetahui kekuatan struktur dari beban putar dinamik dan frekuensi pada reaction wheel dan mengetahui karakteristik frekuensi natural pada reaction wheel yang berguna untuk perancangan jitter guna penopang dari reaction wheel.

1. Pendahuluan

Indonesia merupakan negara kepulauan yang memiliki cakupan wilayah yang sangat luas. Kondisi geografis Indonesia begitu menakutkan, terbentang dari Sabang sampai Merauke, serta terletak di bentangan garis khatulistiwa. Memperhatikan wilayah yang demikian luas dan strategis tersebut, sudah selayaknya Indonesia membutuhkan suatu alat yang dapat digunakan untuk pengamatan objek, keamanan laut dan pertahanan, dan tentu untuk komunikasi, baik *fixed*, *wireless*, maupun komunikasi radio yaitu satelit.

Satelit sebagai wahana luar angkasa membutuhkan komponen-komponen khusus yang cocok untuk lingkungan daerah kerjanya. Di daerah hampa udara satelit harus mampu untuk bergerak dan menentukan orientasinya secara otomatis. Sehingga didalam satelit terdapat *Attitude Determination Control System (ADCS)* yang berperan dalam mengarahkan orientasi dari satelit relatif terhadap bumi ataupun terhadap matahari. Sebagai sensor dari ADCS biasa digunakan *gyroscope*, *sun sensor*, dan *stars sensor*. Kemudian informasi akan diolah dalam ADCS sehingga dihasilkan perintah kepada actuator berupa *Reaction Wheel*. Perancangan dari *Reaction Wheel* dan *Wheel Drive Component* sangat diperlukan karena komponen ini merupakan kaki tangan dari satelit yang bertugas mengarahkan satelit sesuai keperluan.

Perancangan sudah pernah dilakukan oleh (Espen Oland dan Rune Sclanbusch, 2007) dari

Departement of Scientific Computing, Electrical Engineering and Space Technology di Narvik University Collage Norwegia. Dimana dalam perancangannya telah dimasukkan batasan massa dan volume yang telah ditentukan sebelumnya. Dan dapat ditentukan ketinggian yang mungkin untuk satelit berdasarkan persamaan untuk perancangan misi Cubesat. Rancangan reaction wheel kemudian disimulasikan untuk ukuran satelit yang berbeda dan menampilkan kemampuan manuver arah.

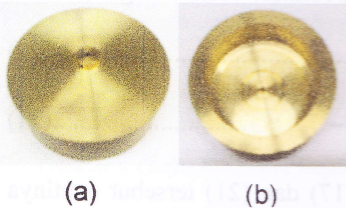
Perancangan juga pernah dilakukan oleh LAPAN mengenai Desain Reaction Wheel dan Wheel Drive Electronic untuk satelit LAPAN-A2. Perancangan dilakukan untuk kebutuhan actuator pada TUBSAT. Untuk perancangan Wheel Drive Electronic-nya digunakan simulasi untuk menentukan respon dari putaran motor yang telah ditentukan. Sehingga dapat diketahui performa dari reaction wheel tersebut berdasarkan dari hasil simulasi. (Prabowo, 2010) Penelitian mengenai vibrasi pada Reaction Wheel pernah dilakukan oleh (R. A. Masterson, D. W. Miller, dan R. L. Grogon, 2008) dari Massachusetts Institute of Technology. Dalam penelitian ini digunakan reaction wheel pada satelit Hubble untuk mengetahui bagaimana karakteristik getarannya. Kemudian dilakukan pengujian secara empirik dengan menempatkan reaction wheel pada pengeksitasi getaran dan diperoleh grafik hubungan putaran, frekuensi natural dan Power Spectral Density.

Pada paper ini, perancangan yang digunakan adalah mengikuti hukum kekekalan momentum

angular. Wheel harus dapat menyimpan momentum angular yang dihasilkan oleh satelit yang merupakan syarat untuk membuat satelit berputar dari keadaan equilibrium statisnya. Sistem kendali yang digunakan adalah PID dan kekuatan struktur diketahui dengan menggunakan metode elemen hingga yang disimulasikan dengan ANSYS 12. Dari analisa system kendali serta simulasi ANSYS dapat diperoleh suatu desain system reaction wheel yang bekerja sebagai actuator dari ADCS untuk mengatur posisi hadap dari satelit, mengetahui karakteristik respon dari system control reaction wheel pada satelit tersebut, mengetahui kekuatan struktur dari beban putar dinamik dan frekuensi pada reaction wheel dan mengetahui karakteristik frekuensi natural pada reaction wheel yang berguna untuk perancangan jitter guna penopang dari reaction wheel.

2. Persamaan Gerak Reaction Wheel

Reaction wheel adalah sebuah actuator yang berada pada satelit yang gunanya menjalankan perintah yang berasal dari Attitude Determination Control System (ADCS). Cara kerjanya yaitu dengan memutar wheel dengan kecepatan angular tertentu untuk mendapatkan momentum angular yang cukup untuk memutar orientasi satelit.



Gambar 2. (a) wheel tampak atas, (b) wheel tampak bawah

Perancangan dari wheel sesuai hukum kekekalan momentum angular, dimana wheel harus dapat menyimpan momentum angular yang dihasilkan oleh satelit yang merupakan syarat untuk membuat satelit berputar dari keadaan equilibrium static-nya. Bila satelit tidak mengalami percepatan angular $\ddot{\theta} = 0$, atau kecepatan angular satelit konstan $\dot{\theta} = \text{constant}$ maka besar torsi yang terjadi pada satelit adalah:

$$\tau = \sum I \ddot{\theta} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{d\tau}{dt} = \sum I \ddot{\theta}$$

Dimana $d\tau/dt = L$ maka

$$L = \sum I \ddot{\theta} = \text{constant} \quad (2)$$

Jika

$$\sum I \ddot{\theta} = I_{\text{sat}} \ddot{\theta}_{\text{sat}} + I_{\text{rw}} \ddot{\theta}_{\text{rw}}$$

Maka

$$L = I_{\text{sat}} \ddot{\theta}_{\text{sat}} + I_{\text{rw}} \ddot{\theta}_{\text{rw}} \quad (3)$$

Dari persamaan (3) diketahui jika reaction wheel mengalami penambahan kecepatan angular maka untuk menjaga nilai L tetap konstan sesuai dengan hukum kekekalan momentum angular, maka satelit harus memiliki kecepatan angular yang berlawanan dengan arah kecepatan reaction wheel dan jika satelit tidak mengalami perubahan momentum angular atau $L = 0$ maka momentum angular yang dimiliki oleh reaction wheel harus sama dengan momentum angular yang dimiliki oleh satelit.

$$I_{\text{rw}} \ddot{\theta}_{\text{rw}} = -I_{\text{sat}} \ddot{\theta}_{\text{sat}} \quad (4)$$

Nilai minus reaction wheel menandakan arah kecepatan angular satelit dan reaction wheel berlawanan.

..... Untuk perhitungan momen inersia dari satelit dapat dilakukan dengan penjumlahan momen inersia masing-masing komponen dari satelit. Persamaan momen inersia pada disk dan pada ring:

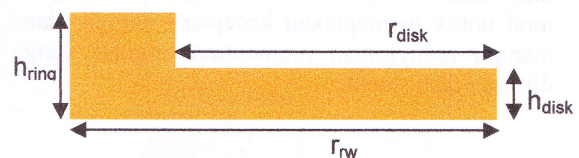
$$I_{\text{disk}} = \rho \frac{\pi}{2} h_{\text{disk}} r_{\text{disk}}^4 \quad (5)$$

$$I_{\text{ring}} = \rho \frac{\pi}{2} h_{\text{ring}} (r_{\text{rw}}^4 - r_{\text{disk}}^4) \quad (6)$$

sehingga didapatkan persamaan:

$$I_{\text{rw}} = \rho \frac{\pi}{2} [h_{\text{ring}} (r_{\text{rw}}^4 - r_{\text{disk}}^4) + h_{\text{disk}} r_{\text{disk}}^4] \quad (7)$$

Dari persamaan 7 (Departement of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology) dapat dilakukan perancangan untuk mencari reaction wheel dengan skema dimensi seperti gambar berikut:



Gambar 3. Skema dimensi dari wheel

Untuk mencegah kecepatan angular yang dimiliki oleh satelit mengalami saturasi akibat perputarannya, maka digunakan actuator yaitu magnetorquer. Cara kerjanya dengan memanfaatkan medan magnet yang dimiliki oleh bumi untuk menghasilkan torsi pada satelit. Torsi terjadi karena adanya gaya lorentz akibat medan magnet bumi menembus fluk kumparan yang dialiri arus listrik.

$$F = q \cdot (v \times B) \dots\dots\dots(8)$$

Dimana F adalah gaya lorent yang dihasilkan oleh muatan q dengan kecepatan v yang melewati kumparan. Dan medan magnet bumi B menembus fluk yang dihasilkan oleh kumparan bermuatan tersebut. jika $j = q \cdot v$ dengan volume dari kawat kumparan adalah A.dl dan jumlah muatan yang dibawa per unit volume adalah x. Maka x.A.dl adalah muatan yang bergerak sepanjang kawat kumparan. Sehingga gaya total akibat muatan tersebut adalah:

$$dF = q \cdot (v \times B) \cdot (x \cdot A \cdot dl) = j \times B \cdot (A \cdot dl) \dots\dots(9)$$

Dimana arus listrik I=j. Maka persamaan gaya medan magnet setiap elemen adalah

$$dF = (I \times B) \cdot dl \dots\dots\dots(10)$$

Sehingga total gaya yang dihasilkan oleh kumparan tersebut adalah

$$F = I \times B \cdot l \dots\dots\dots(11)$$

Dimana besar gaya lorent

$$F = (I \times B) l = (I \times B) A \dots\dots\dots(12)$$

Maka torsi yang dihasilkan adalah

$$T = 2 \cdot F \cdot \frac{b}{2} = \alpha (I \times B) b = \alpha \cdot b \cdot I \cdot B \cdot \sin \phi \dots\dots(13)$$

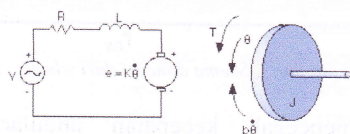
Sehingga besar torsi total dengan jumlah lilitan adalah N

$$T = N \cdot A \cdot I \cdot B \cdot \sin \phi \dots\dots\dots(14)$$

Jumlah magnetorquer yang dipasang pada satelit adalah 3 buah untuk menanggulangi saturasi putaran arah x, y, dan z. (Ali, 2006)

3. Persamaan Motor

Sebagai penggerak dari reaction wheel maka diperlukan adanya motor sebagai pembangkit torsi untuk menciptakan kecepatan angular dan mampu menyimpan momentum angular yang dimiliki oleh satelit.



Gambar 2.6 free body diagram pada motor

$$L \frac{di}{dt} = \sum E \dots\dots\dots(15)$$

$$L \frac{di}{dt} = E - Ri(t) - e_b(t) \dots\dots\dots(16)$$

Dengan L adalah nilai induktansi dari motor. R adalah hambatan dalam yang dimiliki oleh motor

tersebut. dan i adalah arus listrik. Dari persamaan (16) maka didapat persamaan sebagai berikut:

$$\frac{di}{dt} = \frac{1}{L} (E - Ri(t) - e_b(t)) \dots\dots\dots(17)$$

Dimana torsi yang dihasilkan oleh motor adalah

$$T_m(t) = K_t i(t) \dots\dots\dots(18)$$

Sehingga dapat diketahui besarnya torsi yang tercipta bergantung pada besarnya arus yang diberikan. Dengan koefisien pengali K_t dalam satuan mNm/A

Selain itu motor juga dapat mengalami tegangan balik akibat gaya elektromagnetik yang timbul saat rotator berputar terhadap stator yang akan mempengaruhi nilai dari arus yang diberikan pada motor. Tegangan ini biasa disebut back-emf dengan simbol e_b . Berikut ini adalah persamaannya

$$e_b(t) = K_b \frac{d\theta(t)}{dt} \dots\dots\dots(19)$$

Dimana K_b adalah konstanta back emf dengan satuan V/rad/s. K_b adalah faktor pengali yang akan juga berpengaruh pada nilai arus yang diberikan. K_t dan K_b memiliki besar yang sama.

Untuk persamaan geraknya maka biasanya kita mengamati perputaran yang terjadi akibat berputarnya rotator. Yaitu sebagai berikut

$$J \ddot{\theta} = \sum T \dots\dots\dots(20)$$

$$\frac{d^2 \theta(t)}{dt^2} = \frac{1}{J} (T_m(t) - T_b(t)) \dots\dots\dots(21)$$

Dari persamaan (17) dan (21) tersebut nantinya dapat digabungkan menjadi 1 sistem kerja motor untuk jenis DC motor. Dimana J adalah besarnya momen inersia dari rotator motor. Dan T_b adalah torsi balik yang disebabkan oleh gesekan pada rotator motor. (Zhang, 2008)

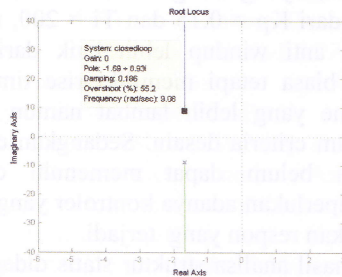
$$T_b = b \frac{d\theta}{dt} \dots\dots\dots(22)$$

4. Simulasi

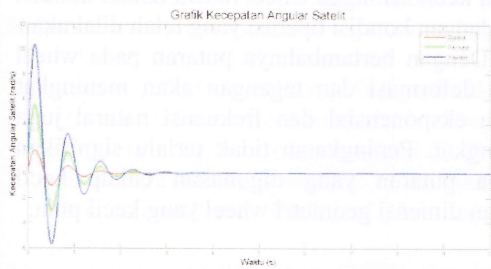
Langkah pertama yang dilakukan adalah perancangan dimensi reaction wheel, pemilihan magnetorquer dan motor, kemudian mencari persamaan. Dari persamaan tersebut dimodelkan dan dibuat blok diagram untuk simulasikan.

Set pertama adalah mensimulasikan pemodelan system kerja reaction wheel dengan simulasi close-loop tanpa menggunakan PI controller, simulasi close-loop menggunakan PI controller. Set kedua, mensimulasikan uji kestabilan menggunakan metode root locus. Set ketiga dan keempat, mensimulasikan kekuatan struktur dan

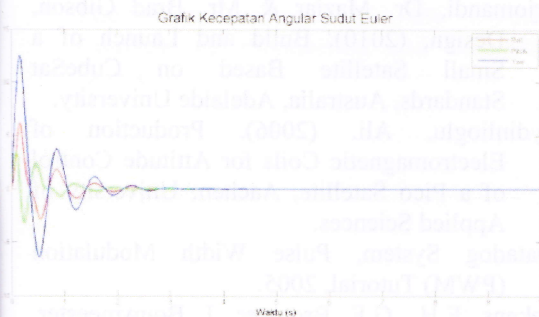
frekuensi getaran menggunakan metode elemen hingga dan analisa getaran.
Berikut adalah hasil simulasi close-loop tanpa PI controller:



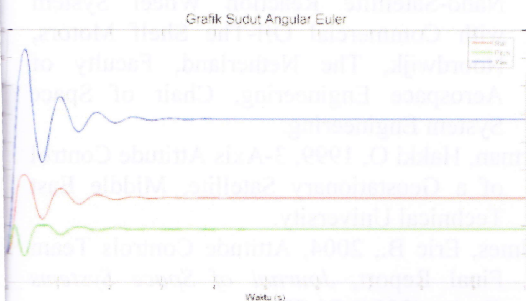
Gambar 4. Grafik Root Locus



Gambar 5. Grafik Kecepatan Angular Satelit

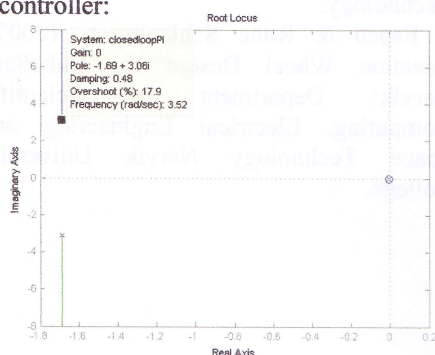


Gambar 6. Grafik Kecepatan Angular Euler Satelit

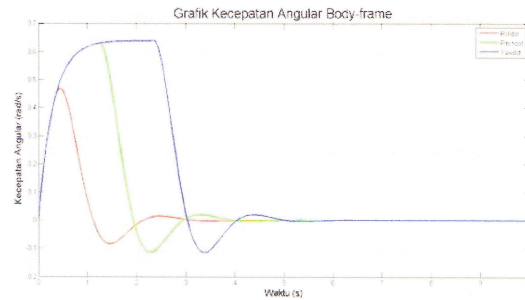


Gambar 7. Grafik Sudut Angular Euler Satelit

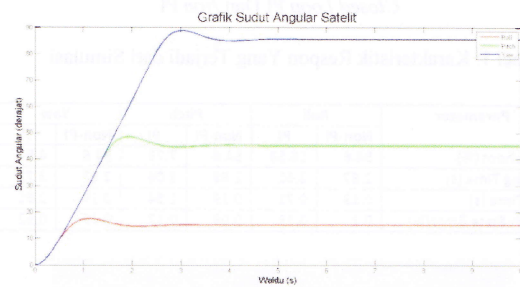
Berikut adalah hasil simulasi close-loop dengan PI controller:



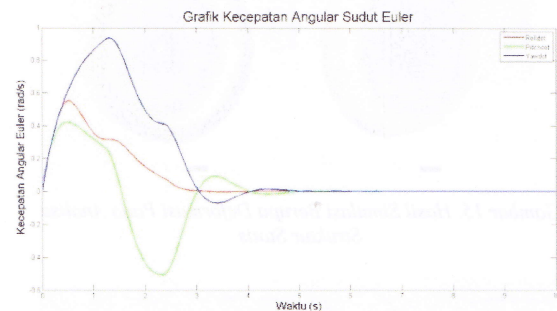
Gambar 8. Grafik Root Locus



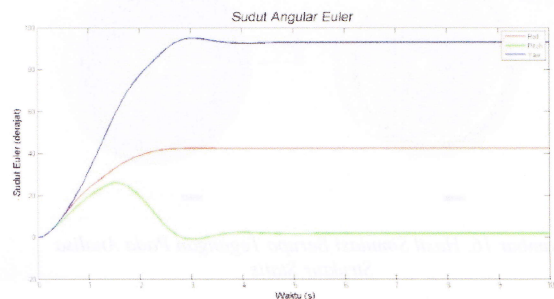
Gambar 9. Grafik Kecepatan Angular Satelit



Gambar 10. Grafik Sudut Angular Satelit

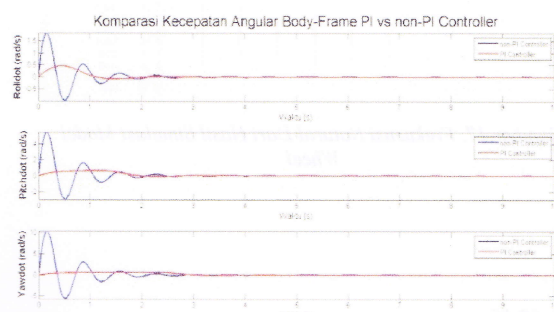


Gambar 11. Grafik Kecepatan Angular Euler Satelit

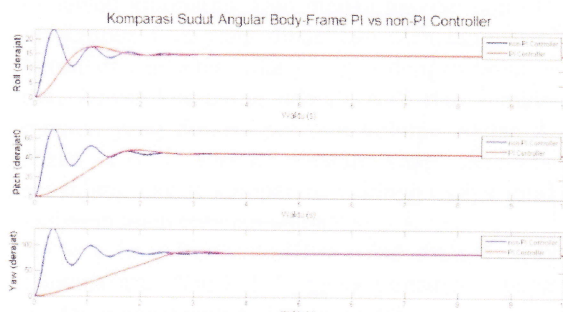


Gambar 12. Grafik Sudut Angular Euler Satelit

5. Hasil



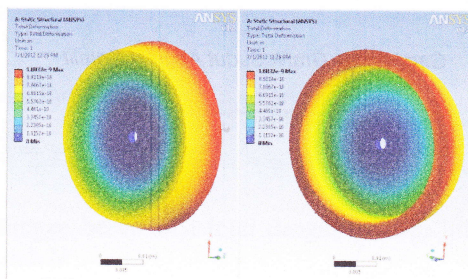
Gambar 13. Komparasi Kecepatan Angular Satelit Closed Loop Non PI dan PI



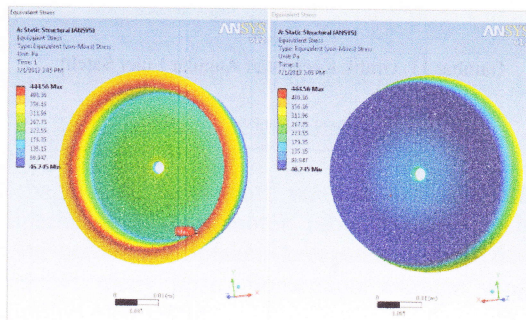
Gambar 14. Grafik Komparasi Sudut Angular Satelit Pada Closed Loop PI Dan Non PI

Tabel 1: Karakteristik Respon Yang Terjadi dari Simulasi

| Parameter | Roll | | Pitch | | Yaw | |
|------------------------|--------|-------|--------|------|--------|------|
| | Non-PI | PI | Non-PI | PI | Non-PI | PI |
| Overshoot (%) | 54.6 | 16.53 | 54.6 | 7.73 | 54.6 | 4.54 |
| Settling Time (s) | 2.87 | 2.62 | 2.89 | 3.06 | 2.97 | 3.73 |
| Rise Time (s) | 0.19 | 0.71 | 0.19 | 1.54 | 0.19 | 2.61 |
| Steady State Error (%) | 0.2 | 0.13 | 0.09 | 0.17 | 0.19 | 0.52 |



Gambar 15. Hasil Simulasi Berupa Deformasi Pada Analisa Struktur Statis



Gambar 16. Hasil Simulasi Berupa Tegangan Pada Analisa Struktur Statis



Gambar 17. Frekuensi Natural Dari Hasil Simulasi Model Wheel

6. Kesimpulan

Sistem kendali Reaction Wheel menggunakan kendali PI anti wind-up berhasil memenuhi criteria desain yang diinginkan, koefisien yang digunakan dari $K_p = 0.15$ dan $T_i = 200$, respon close loop anti windup lebih baik dari pada close-loop biasa tetapi memiliki rise time dan settling time yang lebih lambat namun masih masuk dalam criteria desain. Sedangkan closed-loop biasa belum dapat memenuhi criteria sehingga diperlukan adanya kontroler yang dapat mengendalikan respon yang terjadi.

Dari hasil analisa struktur statis didapatkan bahwa deformasi dan tegangan yang terjadi sangat kecil sehingga wheel masih dalam kondisi baik dengan kondisi operasi yang telah dilakukan

Dengan bertambahnya putaran pada wheel maka deformasi dan tegangan akan meningkat secara eksponensial dan frekuensi natural juga meningkat. Peningkatan tidak terlalu signifikan karena putaran yang digunakan cukup kecil dengan dimensi geometri wheel yang kecil pula.

7. Daftar Pustaka

- Arjomandi, Dr. Maziar & Mr. Brad Gibson, Design, (2010). Build and Launch of a Small Satellite Based on CubeSat Standards, Australia, Adelaide University.
- Aydinlioglu, Ali. (2006). Production of Electromagnetic Coils for Attitude Control of a Pico Satellite, Aachen: University of Applied Sciences.
- Datadog System, Pulse Width Modulation (PWM) Tutorial, 2005.
- Dekens, E.H., G.F. Brouwer, J. Bouwmeester, J.M. Kuiper, (2010). Development of a Nano-Satellite Reaction Wheel System with Commercial Off-The Shelf Motors, Noordwijk, The Netherlands, Faculty of Aerospace Engineering, Chair of Space System Engineering.
- Derman, Hakki O, 1999, 3-Axis Attitude Control of a Geostationary Satellite, Middle East Technical University.
- Holmes, Eric B., 2004, Attitude Controls Team Final Report, *Journal of Space Systems Design* (2004), 74-77.
- Masterson, R.A., D. W. Miller, R. L. Grogon, Development and Validation of Reaction Wheel Disturbance Model: Empirical Model, Massachusetts Institute of Technology.
- Oland, Espen & Rune Schlanbusch, (2007). Reaction Wheel Design for CubeSats, Narvik: Department of Scientific Computing, Electrical Engineering and Space Technology Narvik University College.

- Paz, Robert A.,(2001). The Design of PID Controller, Klipsch School of Electrical and Computer Engineering.
- Prabowo, Gunawan S, Hasan Mayditia, Arbal Yusuf, (2010). Analisa Desain Wheel Drive Electronic (WDE)-LAPAN untuk Pengembangan Satellite LAPAN-A2, Bogor, Pustekelegen-LAPAN.
- Reaction Wheel Design (LW,WF), Departement of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology.
- Slamet, Widodo, (2004). Uji Getar untuk Memenuhi Salah Satu Persyaratan Roket Peluncur PSLV, Pasca Sarjana Bidang Ilmu Teknik Mesin, Universitas Indonesia.
- SSBV Space & Ground System: Cubesat Magnetorquer Rod.
- Triharjanto , Robertus Heru, Wahyudi Hasbi, Ayom Widiapaminto, Mohamad Mukhayadi, (2005). Draft of LAPAN-TUBSAT Technical Documentation Microsatellite For Surveillance, Technical University of Berlin.
- Zhang, Wenbo and Wei Zhan, (2008). Sensitivity Analysis of Motor PWM Control, San Fransisco, Proceeding of the World Congress on Engineering and Computer Science.